

小型超音速飛行実験機プロトタイプの飛行試験

著者	溝端 一秀, 東野 和幸, 棚次 亘弘, 湊 亮二郎
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	8-16
発行年	2012-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008791



小型超音速飛行実験機プロトタイプの飛行試験

著者	溝端 一秀, 東野 和幸, 棚次 亘弘, 湊 亮二郎
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	8-16
発行年	2012-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008791

小型超音速飛行実験機プロトタイプの実験飛行

○ 溝端 一秀（もの創造系領域 准教授）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

棚次 亘弘（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

湊 亮二郎（もの創造系領域 助教）

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、文科省の特別教育研究経費（研究推進）によって、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進している。この研究開発の一環として小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための実験機（フライング・テストベッド FTB）の研究開発を進めてきた。この実験機は離陸からマッハ2程度の超音速飛行を経て着陸するまでの一連の飛行ができるように設計されている。超音速飛行を目指すため、超音速飛行時の空気抵抗を低減する目的から主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼には大きな前縁後退角（ 66° ないし 61° ）が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が比較的難しくなっている可能性がある。また、滑走中や離着陸の低空飛行中の地面干渉は風洞試験等で予測困難である。

そこで、飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主たる目的として、小型超音速飛行実験機と同等形状のプロトタイプ機体（オオワシ1号機）を2009年度に設計・製作した。このプロトタイプ機体を用いた第1回飛行試験を白老滑空場で2010年8月に実施し、亜音速域の基本的飛行性能（離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸）が概ね良好であることが確認された。しかし、ハードランディングにより機体を損傷したため、計画の12フライト中2フライトを実施したのみであり、またこの2フライトでは空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法を探っていなかったため、空力特性・運動特性を解明するには取得データの質が不十分であった。

このことから、引き続き2011年度にもプロトタイプ機体を用いた第2回目の飛行試験を実施し、空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法によって良質の機上計測データを取得して、その低速飛行特性を詳細に検証することとした。

その目的、実施期間、および実施場所は以下の通りである。

試験目的：

- 1) 亜音速域の基本的飛行性能（離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸）の把握
- 2) 亜音速の実飛行状態での空力特性の解明
（無人機の飛行試験による空力特性推定の手法の確立）
- 3) 亜音速域における操縦入力に対する運動応答性の解明
- 4) 飛行試験実施に関する各種経験の蓄積

実施期間：2011年7月21日（木）～27日（水）8:00～13:00（予備日を含む）

実施場所：白老滑空場（白老町北吉原）

2. 小型超音速飛行実験機のプロトタイプ機体

2010 年度飛行試験に供した機体と同一であるが、2010 年度飛行試験で損傷した主翼および脚を改修している。また、タッチダウン時の衝撃を吸収するために、脚のスプリングを廃し、アルミハニカム式のダンパー(ショックアブソーバー)を搭載する。その他の主要諸元を以下に再掲する。

- 形状： M2006 形状を基本とし、低速空力安定を確保するために尾翼の面積を増やし後退角を低減している。さらに、製作上の都合と重心調整のために機首を 210mm、機尾を 80mm 延長している。
 - 寸法： 全長 3.1m、全幅 1.6m、全高 0.85m
 - 質量： 乾燥質量 22.2kg、燃料質量 4.6kg、離陸質量:26.8kg
 - 構造： CFRP(炭素繊維強化プラスチック)によるセミモノコック(半張殻)構造
 - エンジン： JetCat P160SX ターボジェットエンジン×2 基、最大推力 33kgf
 - 燃料搭載量： エンジン一発当たりメインタンク 1500cc、サブタンク 1200cc、ホッパータンク 200cc、計 2900cc。2 つのエンジンで総計 5800cc。
 - 通常飛行速度： 200km/hr～350km/hr
 - 最高飛行可能速度： 370km/hr
 - 離陸速度： 100km/hr 程度
 - 操縦方法： 地上のパイロットの手動による無線操縦
 - 愛称： 公募にもとづき「オオワシ」1 号機としている。
- 
- A photograph of a model aircraft, the APReC Murooran-IT, parked on a paved surface. The aircraft is primarily white with blue and red accents. It has a sleek, aerodynamic design with a pointed nose and a T-tail. The text 'APReC' and 'Murooran-IT' are visible on the side of the fuselage. The aircraft is positioned on a dark asphalt surface with a grassy field and trees in the background.



図2-1 プロトタイプ機体の外観

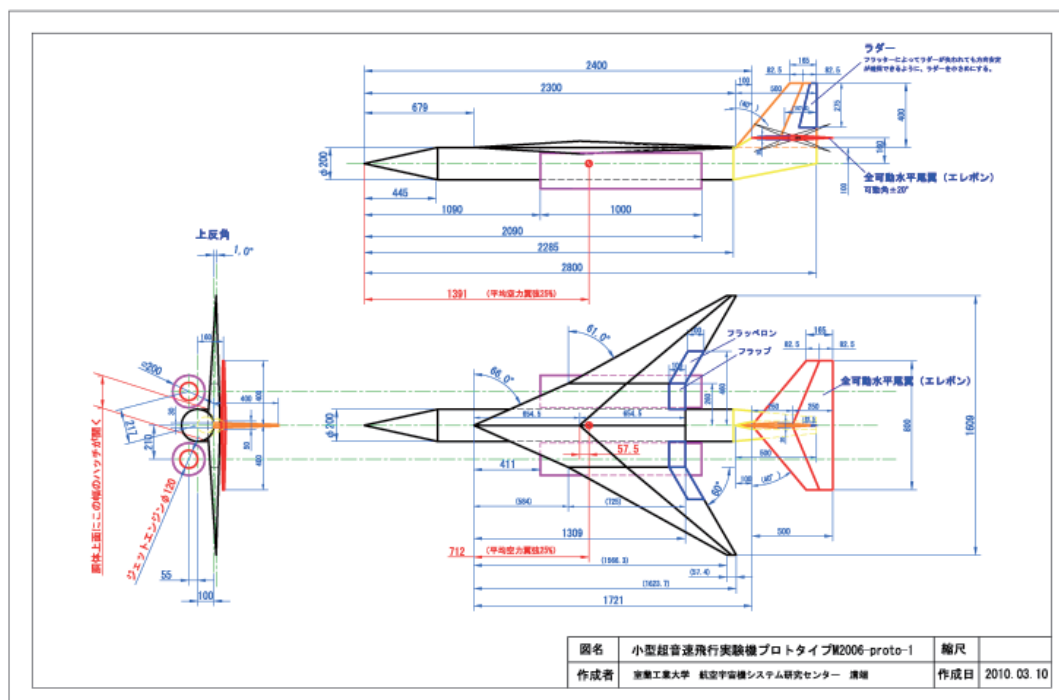


図2-2 プロトタイプ機体の三面図

3. 計測項目と計測機器

飛行試験の試験目的1, 2, 3に対応した計測項目を表3-1に示す。○は必須、△はあればベターである。実際のオンボード計測では、一貫してすべての項目を計測・記録する。

表3-1 計測を要する項目の一覧

目的	飛行方法	オンボード計測を要する事項							別途の地上計測を要する事項	
		GPS位置	GPS速度	INS加速度	INS角速度	ADS迎角 横滑角 動圧	ECU回転数 (推力)	操縦信号 (スロットル、 舵面、脚)	機体の形状・ 寸法・重心	質量・慣性 モーメント
1) 基本的飛行性能の実証・把握	基本的な離陸・旋回・着陸	○	○			○				
2) 実飛行状態での空力特性の解明	定常飛行中に迎角を種々に変える	△	△	○	○	○	○		○	○
3) 操縦入力に対する機体運動応答性の解明	種々の周期・振幅の操舵入力			○	○	○		○	○	○

機体に搭載する計測機器は以下の通りである。

1) Sylphide 拡張版:

- ① アビオニクス Sylphide: 東大・鈴木土屋研成岡氏設計、シマフジ電機製。GPS/INS 航法データ、以下の圧力センサおよび操舵信号記録ボードのデータを SD カードに収録する。着陸後 USB ケーブルでデータを PC に吸い出すとともに、収録開始・終了は電源の ON/OFF による。これによって飛行前後の作業性を改善する。
- ② 圧力センサーボード: 東大から譲受したもの。7kPa の差圧センサ×3、151kPa の絶対圧センサ(圧力高度計)
- ③ 5孔ピトー管: 独自に設計・製作した。先端の半頂角は超音速飛行に適した 16°。
- ④ 操縦信号記録ボード: 東大から譲受したもの。無線操縦受信機からサーボモータ等へ供給される操縦信号(3.3V パルス)を取り出して記録する。12 チャンネル中 8 チャンネルを記録する。

2) JetCat ECU

ジェットエンジンのコントローラであり、直近 15 分間のエンジン作動状態の履歴が記録されている。着陸後 ECU から回転数履歴情報を吸い出す。別途の地上作動試験によって、回転数と推力の関係を割り出す。

3) 東京計器・振動ジャイロ姿勢センサ内蔵の小型ロガー(試供品)

GPS/INS 航法データを収録する。着陸後 USB ケーブルでデータを PC に吸い出す。

4) 超小型ビデオカメラ

機首下面に設置し、機体から見た視界を撮影する。また、垂直尾翼端に設置し、翼面に貼付したタフトの飛行中の挙動を撮影する。

これらの機器で計測できる項目の一覧を表3-2に示す。

表3-2 搭載機器で計測できる項目の一覧

アビオニクス機器	計測できる事項							備考
	GPS (経度、 緯度、高 度、速 度)	INS (加速 度、角速 度)	迎角、横 滑角、動 圧	操縦信 号(スロ ットル、 舵面、 脚)	エン ジン 回転 数	機体 から見 た視 界	翼面タ フトの 挙動	
Sylphide 拡張版 (GPS、INS、圧力セン サ、操舵信号収録器) +五孔ピトー管	○	○	○ 正負 α 両側 β	○	×			大気温度の 計測方法は TBD
JetCat エンジンの ECU					○			
東京計器・振動ジャイロ 姿勢センサ内蔵の小型 ロガー(試供品)	○	○	×	×	×			
小型ビデオカメラ(3台)						○	○	

また、地上で実施すべき計測項目は以下の通りである。

- 1) 機体の重量の計測：機体の重心近くの腹を台秤に載せて計測する。飛行前(燃料満タン)と着陸後について計測する。
- 2) 機体の重心の計測：主翼下面を手で支えて機体を水平に保てる位置を求める。飛行前(燃料満タン)と着陸後について計測する。
- 3) 操舵信号と舵角の関係の計測：舵角を計測しつつ、アビオニクスで操舵信号を記録することにより、操舵信号と舵角の関係を割り出す。飛行試験前または後に1回計測する。
- 4) 機体の慣性モーメントの計測：機体および搭載品が 2010 年度飛行試験と同等であることから、2010 年度飛行試験直後の計測値を用いる。
- 5) 五孔ピトー管および圧力センサーボードの較正：2010 年度飛行試験の較正值を用いる。

4. 飛行経路および飛行方法




- 1回 4 分 30 秒間程度の飛行を午前中に2回実施する。2日間で4フライト。
- 図4-1の赤線のとおり、滑走路の南側のエリアを飛行させる。
- 東風の場合は時計回り、西風の場合は反時計回り。
- 飛行高度は 100m 程度。
- 飛行方法については、空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法として、定常飛行状態を保ちつつ、スロットルとエレベータ操作のみによる飛行速度変化、エレベータ操作のみによる上昇・降下、エルロン操作のみによるロール往復運動、ラダー操作のみによるヨー往復運動、およびエレベータ操作のみによるピッチング往復運動を計画した。その一覧を表4-1に示す。



図4-1 飛行経路の概略

表4-1 飛行方法

1フライトあたり、滑走路上空を6周し、飛行時間は4分30秒程度。

実施予定日	フライトNo		飛行パターン 上段: 飛行経路 下段: 機体運動	飛行パターンの模式図	
2010年8月に実施済み	M2006-02 M2006-02A	1～6周目	操縦者に一任	操縦者に一任	
			操縦者に一任		
7月22日	M2006-03	1～6周目	水平直線飛行	 横から見た図	
			速度を変える	滑走路上を水平直線飛行する際に、スロットル一定でエレベータ操作だけで水平飛行を保つ。 周回ごとにスロットル設定を変えることによって飛行速度・迎角を変える。	
	M2006-04	1～6周目	定常上昇、定常降下	 横から見た図	
				滑走路上を直線飛行する際に、スロットル一定でエレベータ操作だけで定常上昇または定常降下する。	
7月24日	M2006-05 M2006-06	1, 2周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1往復程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。	
			細かいロール運動を与える飛行	 正面から見た図	
		3, 4周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1往復程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。	
			細かいヨー運動を与える飛行	 上から見た図	
		5, 6周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1回程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。	
			細かいピッチ運動を与える飛行	 横から見た図	
飛行をやり直す場合はフライト番号にA、B、・・・を付す。					
ノーコンの場合の飛行方法の設定					
エンジン		止める			
舵面		トリム位置			
脚		出す			
ドロークシュート		放出しない			

5. 飛行試験の結果

機体の整備状況を鑑みて 7 月 23 日にフライト No.2006-03 を実施した。南東風の吹く条件下であったため、滑走路西端から東方向へ滑走・離陸することとした。滑走、離陸は正常に推移したが、離陸直後の右旋回において機体を右へ深く傾けて急降下し、墜落した。これによって機体は大破した。この墜落の原因を以下に分析する。



図5－1 離陸直後の機体の様子
(フライト No.2006-03)

5－1. 飛行状態の分析

同実験機は、離陸直後の右旋回において、機体を右へ深く傾けて降下・墜落した。一連の機体姿勢の様子を図5－2に示す。



図5－2. 離陸後の右旋回中の機体姿勢の様子

また、機上搭載の GPS 受信機(2 系統)による飛行軌跡を図5－3に示す。



図5－3. 滑走開始から墜落までの飛行軌跡

同実験機は、2010 年 8 月 8 日および 10 日には飛行に成功している。その時の飛行方法は 2011 年 7 月 23 日と同じであり、地上パイロットによる無線操縦によって離陸後右旋回した。搭載機器によって計測された滑走・飛行軌跡(GPS 測位データ)と姿勢角(ロール角、ピッチ角)について、2010 年の飛行と 2011 年の飛行の比較を図5-4および図5-5に示す。図5-4の滑走・飛行軌跡を見ると、2010 年の飛行に比べて 2011 年の飛行では、滑走開始地点が南東に約 40m、離陸地点も南東に約 20m ずれている。図5-5の姿勢角履歴を見ると、2010 年の飛行では、離陸後ロール角 $50\sim 60^\circ$ (機体を右に $50\sim 60^\circ$ 傾ける姿勢)を 9 秒間保つことによって緩やかに右旋回している。一方、2011 年は、 $70\sim 85^\circ$ の深いロール角を 3 秒間程度保つことによって急旋回している。

機体が右ロールすると、主翼にはたらく揚力の方向が右に傾いて揚力の水平分力が生じ、これを利用して右旋回する。従って、ロール角が大きいほど急旋回できる。一方、機体がロールすると揚力の上向き成分、すなわち重力に逆らって機体を支える力が減るため、降下しやすくなる。2010 年の飛行では、ロール角 $50\sim 60^\circ$ を保つことによって揚力の上向き成分をぎりぎり確保して、ほぼ水平面内で旋回できている。これは図5-5の 2010 年のピッチ角が $10\sim 20^\circ$ を維持していることから分かる。一方 2011 年の飛行では、離陸直後はロール角をあまり与えず、5 秒後～7 秒後に 35° 、8 秒後以降は急に $70^\circ\sim 85^\circ$ まで傾けている。これによって機体を支える力が急激に失われ、図5-4に示されたとおりピッチ角が急激に負の大きな値となって機体は降下している。ちなみに、機体を支えるために揚力の何%を使えるかについては、ロール角 60° で 50%、 70° で 34%、 85° では 8.7%である。従って、ロール角 60° が機体を支えるぎりぎりの条件であるならば、 $70^\circ\sim 85^\circ$ では確実に降下・墜落することになる。

このように 2010 年の飛行に比べて 2011 年の飛行では、短時間ではあるが右ロール角が非常に大きくなっており、これによって揚力の上向き成分が不足して、降下・墜落したものと推定される。

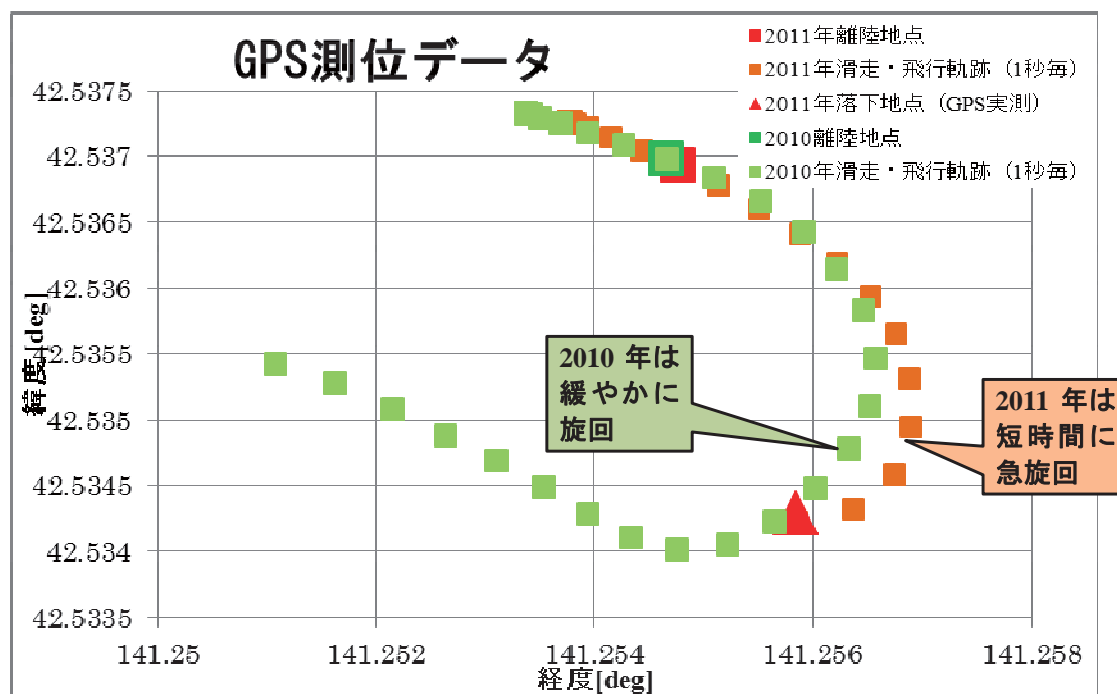


図5-4. 機上搭載 GPS 受信機による滑走・飛行軌跡

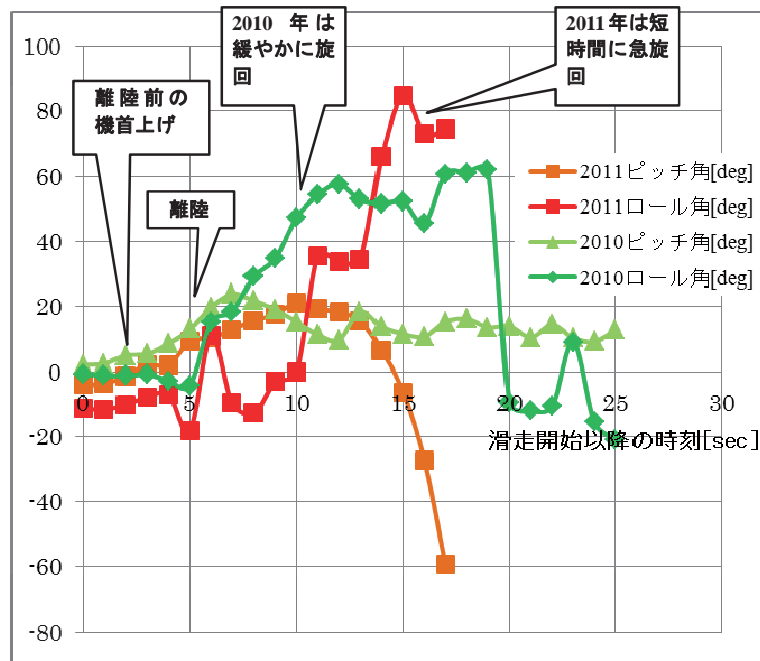


図5-5. 機体姿勢の推移
(ピッチ角とは水平面から機首がどれだけ上を向いているかを表す角度。
ロール角とは機体軸まわりに機体が右に傾く角度。)

5-2. 大きな右ロールの原因の考察

このように機体が大きく右ロールしたことの原因として、

- 1) 機体自身に右ロールしやすい性質があった可能性
- 2) 操縦者が超音速形状の機体の飛行特性に馴染めなかった可能性の2つが考えられる。

1)は機体形状の左右非対称性や舵面の作動不良に起因する。そこで、墜落後の主翼、尾翼、胴体の形状・寸法を精密に計測したところ、特に目立った左右非対称性は認められなかった。また、舵面およびサーボモータの作動確認も行ったところ、問題なかった。さらに、飛行に用いた機体と同じ形状で縮小模型を製作し、阪府大低速風洞において風洞試験を実施した。その結果、機体にはたらく空気力にも問題は認められなかった。

2)については、本実験機はマッハ2(音速の2倍)程度の超音速飛行に適合するように設計されており、その副作用として離着陸や低速旋回等の低速飛行が、通常の飛行機に比べて難しくなっている。今回無線操縦を担当したパイロットは、ターボジェットエンジン搭載の実験機を無線操縦する技術について余人に代え難い国内トップレベルの技量と実績の持ち主であるが、それでも本実験機の操縦の困難さには対応しきれなかったものと理解される。

また、本実験機の無線操縦は市販の無線送受信機を用いており、電波法の規制のため電波到達距離に限界がある。地上で350m(実績値)であり、上空で1km程度と推定される。このように電波到達距離に限界があるため、本実験機の操縦においては、離陸後速やかに右旋回させることによって、地上パイロット(無線操縦送信機)から実験機(無線操縦受信機)までの距離が伸びないように計画している。パイロットはこの点を厳格に守ろうと常々留意している。図5-4に示された通り、2010年の飛行に比べて2011年の飛

行では滑走開始地点が南東方向に約 40m ずれており、その結果離陸地点も南東方向(パイロットから離れる方向)に約 20m ずれている。このためパイロットは自分(無線操縦送信機)から実験機(無線操縦受信機)までの距離が必要以上に伸びて電波到達限界を超えそうだと感じて、右急旋回の操縦を採ったものと推察される。その際、通常の飛行機であれば機体姿勢を立て直すことが容易であるが、超音速飛行用の本実験機では容易には機体姿勢を立て直すことができなかったものと推定される。

なお、今回のような深いバンク角を取ることによる急降下・墜落の事例は、ジェットエンジン搭載型航空機の人力操縦でしばしば発生しており、たとえば 1994 年の米国フェアチャイルド空軍基地における B-52 の墜落事故が有名である。その様子を図5-6に示す。



図5-6 米国フェアチャイルド空軍基地における B-52 の墜落の様子

6. まとめ

M2006 形状の小型超音速飛行実験機の低速飛行特性を検証するために、2009 年度に製作したプロトタイプ機体(オオワン1号機)を用いて、2010 年度に引き続き白老滑空場で飛行試験を実施した。操縦は地上パイロットによる無線操縦とした。滑走、離陸は正常に推移したが、離陸直後の右旋回において機体を右へ深く傾けて急降下し、墜落した。その飛行状態を解析した結果、短時間ではあるが非常に深い右ロールを採ったため揚力の上向き成分が不足して急降下してしまったことが判明した。また、そのような飛行状態に陥った原因としては、本実験機は超音速飛行に適した空力設計となっているため低速飛行時の操縦が難しく、国内トップクラスの無線操縦パイロットでも完全には対応できなかったものと推察された。このような事故を防ぐには、無線操縦パイロットを補助するための部分的自動操縦システム、あるいはパイロット無しで操縦するための完全自動操縦システムを整備することが効果的と考えられ、今後早急に取り組むべき研究課題である。

今回の飛行試験の実施に当たっては、白老滑空場(滑走路ならびに建屋)の使用について、白老町殿ならびに日本航空専門学校殿のご協力を賜った。また、搭載計測機器については、東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研殿ならびに(株)東京計器殿のご協力を頂いた。また、機体の低速空力特性を検証するための追加風試を実施するに当たって、大阪府立大航空宇宙工学科の新井隆影教授のご協力を賜った。この場を借りて御礼申し上げる。